

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 01-261934

(43)Date of publication of application : 18.10.1989

(51)Int.Cl. H04B 7/15
B64G 1/66

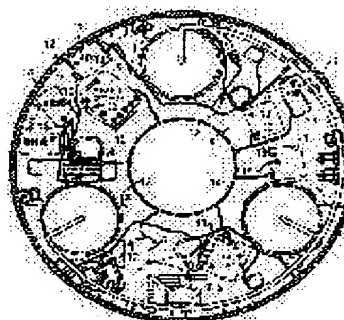
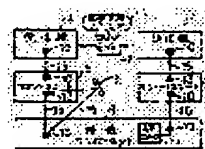
(21)Application number : 63-090613 (71)Applicant : MITSUBISHI ELECTRIC CORP
(22)Date of filing : 13.04.1988 (72)Inventor : HIGUCHI MASAHIRO

(54) ARTIFICIAL SATELLITE

(57)Abstract:

PURPOSE: To eliminate a signal line wire harness and to reduce the launching weight of a satellite by establishing the interface of signal lines of inter-components loaded on the satellite by means of laser beams which are transmitted.

CONSTITUTION: Command signals are impressed on the optical sensors 10 which respective components 7 have from semiconductor laser emitting elements 13 by transmission by the laser beams 15 as digital control signals with respect to respective components 7. The laser beams 15 are impressed on the component in a dead angle from a command unit 5 by using a reflector 12 provided on a platform 9. Data in respective components 7 and the respective parts of the satellite are all digitized in A/D converters which the components have. The signals are impressed on the optical sensors 10 which a telemeter unit 6 has from the elements 13 by transmission by the laser beams 15. Next, a transmitter 4 modulates them and they are transmitted to a ground station as PCM telemetry down-link signals.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2000 Japanese Patent Office

⑫ 公開特許公報(A)

平1-261934[✓]

⑤ Int. Cl.⁴

識別記号

庁内整理番号

⑬ 公開 平成1年(1989)10月18日

H 04 B 7/15
B 64 G 1/66

Z-7323-5K
B-8817-3D

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全6頁)

⑭ 発明の名称 人工衛星

⑯ 特 願 昭63-90613

⑰ 出 願 昭63(1988)4月13日

⑱ 発 明 者 樋 口 雅 人 神奈川県鎌倉市上町屋214番地 菱電特機株式会社内

⑲ 出 願 人 三菱電機株式会社 東京都千代田区丸の内2丁目2番3号

⑳ 代 理 人 弁理士 大岩 増雄 外2名

明 細 書

1. 発明の名称

人工衛星

2. 特許請求の範囲

アップリンク信号をダイプレクサを介し受信機へ入力すると共に送信機よりダイプレクサを介しダウンリンク信号を出力する送受共用アンテナと、上記送受共用アンテナから入力したアップリンク信号を受信し復調した信号を、自身に備えた半導体レーザ発射素子から空間伝搬のレーザ光線でコマンドユニットに対し出力する受信機と、上記受信機からレーザ光線として出力された信号を、自身に備えた光センサにより受信し、解読、処理しコマンド信号として、自身に備えた半導体レーザ発射素子から空間伝搬のレーザ光線で各搭載コンポーネントに対し出力するコマンドユニットと、上記コマンドユニットからレーザ光線として出力されたコマンド信号を自身に備えた光センサにより受信し、動作すると共に、各部のデータを自身に備えた A/D コンバータによりデジタル化し、

テレメトリ信号として自身に備えた半導体レーザ発射素子から空間伝搬のレーザ光線でテレメトリユニットに対し出力する搭載コンポーネントと、上記搭載コンポーネントからレーザ光線として出力されたテレメトリ信号全てを自身に備えた光センサにより受信し、POMテレメトリ信号として自身に備えた半導体レーザ発射素子から空間伝搬のレーザ光線で送信機に対し出力するテレメトリユニットと、上記テレメトリユニットからレーザ光線として出力されたPOMテレメトリ信号を、自身に備えた光センサにより受信し、変調を行いダウンリンク信号としてダイプレクサを介し送受共用アンテナに対し出力する送信機と、上記レーザ光の死角に位置する機器に対しレーザ光を印加する為、プラットフォーム上に配置されたリフレクタを備えたことを特徴とする人工衛星。

3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

この発明は例えば、人工衛星のテレメトリコマンド系に搭載し、信号(コマンド信号/テレメト

トリ信号)ラインのインタフェースを確立する方法に関するものである。

〔従来の技術〕

第5図は従来の衛星のテレメトリ・コマンド系システムブロック図であり、第6図は構成図である。図において(1)は送受共用アンテナ、(2)は送信信号と受信信号を選別するダイプレクサ、(3)はアップリンク信号を受信しコマンド信号を復調する受信機、(4)はテレメトリ信号を変調しダウンリンク信号として地上局に送信する送信機、(5)は地上局からのコマンド信号を解読し処理するコマンドユニット、(6)は搭載コンポーネント及び衛星各部のデータをテレメトリ信号に変換するテレメトリユニット、(7)は衛星搭載コンポーネント、(8)はワイヤーハーネス、(9)は衛星プラットフォームである。従来は上記のように構成され、各コンポーネント(7)に対する制御信号であるコマンド信号と測距信号を含んだアップリンク信号は、地上局より送信され受信機(3)で受信され復調された後、コマンドユニット(5)により解読、処理され各衛星サブ

(3)

最近の衛星では信号量の著しい増加の為、ハーネスの設計に必要とされる労力と時間が、衛星のシステム設計を行ううえで大きな課題となっていた。また、設計後実施される製作作業も、複雑なシールド処理、極めて多い分岐点と信号数、重量軽減の為の細い線材や特殊線材の多用等の問題から、設計作業と同様、労力と時間が製作現場における大きな課題となっており、ワイヤーハーネス製作後プラットフォーム上へインテグレートした段階で初めて長さが短いことが確認され、再びハーネスの製作をやり直すといった出戻り作業が発生してしまうこともあった。さらに断線の発生といったワイヤーハーネス特有の不具合が生じ、その発生フェーズが最終組立後であつた場合、数百本に達するハーネスが一本にまとめられ、締結固定されている為、不具合箇所の発見とトラブルシュートが極めて困難であり、衛星製作スケジュールに与える影響は致命的であつた。このことから、ワイヤーハーネス製作業者のワークマンシップを高め、使用する線材及びコネクタ類の信頼性を高め

(5)

システムに送られる。一方、搭載コンポーネント(7)及び衛星各部のデータは、テレメトリユニット(6)によりデジタル化され送信機(4)により変調されPCMテレメトリダウンリンク信号として地上局へ送信される。以上の信号ラインのインタフェースは全てワイヤーハーネス(8)により確立されていた。

〔発明が解決しようとする課題〕

従来のワイヤーハーネスによりインタフェースが確立されていた衛星では、ハーネスによる信号の電圧降下、コマンドパルスの立上りのトランジエント特性、微弱な電気信号に対する搭載機器の雑音等を考慮したEMCと、それに対応したシールドの実施など電氣的な要素、線材の電圧降下に伴い発生するジュール熱に対応したワイヤーハーネス材料の選択や、熱設計の実施など熱的な要素及び慣性モーメント比を考慮したハーネス配置の実施や重量管理など機械的な要素等、非常に広範な多くの要素を考慮したワイヤーハーネス設計を実施する必要があり、大型化、大容量化が進む

(4)

ることで、最終フェーズでのハーネストラブルを防ぐ努力が行われてきたが、今後ますます大型化し、搭載コンポーネントの増加とそれに伴う信号数の大幅な増加が見込まれる最近の衛星に対しては限界があつた。

〔課題を解決するための手段〕

本発明による人工衛星は、かかる課題を解決する為、従来各搭載コンポーネント間にインタフェースを確立していた信号ラインのワイヤーハーネスを無くし、各コンポーネント自身に備えた高感度なフォトダイオードを用いた光センサ及び半導体レーザ発射素子と、コマンドユニットの半導体レーザ発射素子と、テレメトリユニットの光センサ間を空間伝搬で結ぶレーザ光線により、信号ラインのインタフェースを確立したものである。

〔作用〕

本発明による人工衛星は、光センサ及び半導体レーザ発射素子を備えたコンポーネントと、半導体レーザ発射素子を備えたコマンドユニットと、光センサを備えたテレメトリユニットの間を空間

(6)

伝搬で結ぶレーザ光線により、信号ラインのインタフェースを確立する。

〔実施例〕

第1図は本発明の一実施例を示す人工衛星のテレメトリ・コマンド系に関するシステムブロック図であり、第2図は構成図である。

又、第3図はコマンド信号の信号経路図であり、第4図はテレメトリ信号の信号経路図である。図より(1)~(9)は、従来装置と全く同一のものであり、00はレーザ光を受光し感知する光センサ、01はアナログテレメトリ信号をデジタルテレメトリ信号に変換するA/Dコンバータ、02はレーザ光の死角に位置するコンポーネントに信号のインタフェースを確立する為のリフレクタ、03は半導体レーザ発射素子、04は各機器に電源電圧を供給する電源ラインワイヤーハーネス、05は空間伝搬により各機器間に信号ライン(コマンド信号及びアナログテレメトリ/デジタルテレメトリ信号)を確立するレーザ光線である。上記のように構成された衛星システムにおいては、各、搭載コンポー

(7)

り変調されFDMテレメトリダウンリンク信号として地上局へ送信される。レーザ光によるデジタル信号の伝送技術は、現在急速に進歩しており、従来伝送に使用されていた1.3ミクロン波長のレーザ光から伝送劣化の少ない1.55ミクロン波長のレーザ光による信号伝送へと移行しつつあり、さらには単純な光の点波による信号伝送から、波長、位相が整った極めてコヒーレントな光であるレーザ光の波としての特質を応用した多重変調によるデジタル信号の伝送へと移行しつつある。この多重変調伝送を応用すると、レーザ光発射素子の大幅な軽量化及び低価格化と伝送情報量の飛躍的な増大が実現できる為、本発明による信号ラインのインタフェース確立方法は、大型化、大容量化とそれに伴う伝送信号量の確実な増加が見込まれる最近の人工衛星に最適であると考えられる。

〔発明の効果〕

この発明は以上説明したとおり、衛星の搭載する各コンポーネント間の信号(コマンド信号及びアナログ/デジタルテレメトリ信号)ラインの

(9)

ネット(1)に対する制御信号と測距信号を含んだアップリンク信号は、地上局より送信され受信機(3)で受信され復調された後、コマンドユニット(5)により解読、処理される。次にコマンド信号は各コンポーネント(1)に対するデジタルの制御信号(コンポーネント電源ON/OFF制御、モード選択、冗長系選択等)として、半導体レーザ発射素子03より第3図に示す経路にて各搭載コンポーネント(1)の備えている光センサ00に対し、レーザ光05による空間伝搬の形で印加される。尚、第3図に示すように、コマンドユニット(5)より死角に位置しているコンポーネントに対しては、プラットフォーム(9)上に設置したリフレクタ02を利用することにより、レーザ光05を印加している。一方、各搭載コンポーネント(1)及び衛星各部のデータは、コンポーネントの備えたA/Dコンバータ01により全てデジタル化され、半導体レーザ発射素子03より第4図に示す経路にてテレメトリユニット(6)の備えている光センサ00に対し、レーザ光05による空間伝搬の形で印加された後、送信機(4)によ

(8)

インタフェースを空間伝搬するレーザ光により確立するものであり、従来使用されていたワイヤーハーネスの全重量のうち70%以上を占めていた信号ラインワイヤーハーネスを無くすことにより衛星打上げ重量の削減(打上げコストの削減)をはかる効果がある。さらに、従来の信号ラインワイヤーハーネス設計の検討慮する必要があつた信号の電圧降下、コマンドパルスの立上りのトランジェント特性、各機器間のEMC、それに対応したシールドの実施、線材の電圧降下に伴い発生するジュール熱、ハーネスの配線変更による衛星質量特性へのインパクト、多種類の線材に対する複雑な重量管理等の問題が無くなる。また、設計後実施される製作作業において、大きく重く、多くのコネクタと分岐点を有する信号ラインワイヤーハーネスを製作し、実装する必要が無くなる。このことにより、断線というハーネス特有の不具合の発生を防ぎ、システムとしての信頼性を高める効果がある。

4. 図面の簡単な説明

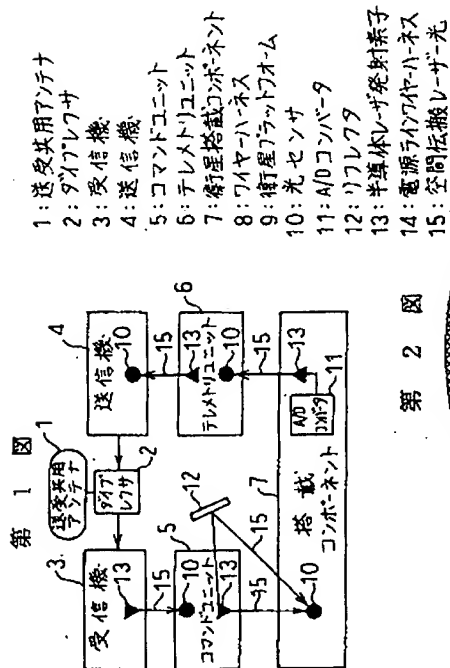
(10)

第1図はこの発明の実施例を示す衛星のテレメトリ・コマンド系に関するシステムブロック図、第2図は構成図、第3図はコマンド信号の信号経路図、第4図はテレメトリ信号の信号経路図、第5図は従来の衛星のテレメトリ・コマンド系に関するシステムブロック図、第6図は構成図である。図において、(1)は送受共用アンテナ、(2)はダイブレクサ、(3)は受信機、(4)は送信機、(5)はコマンドユニット、(6)はテレメトリユニット、(7)は衛星搭載コンポーネント、(8)はワイヤーハーネス、(9)は衛星プラットフォーム、(10)は光センサ、(11)はA/Dコンバータ、(12)はリフレクタ、(13)は半導体レーザー発射素子、(14)は電源ラインワイヤーハーネス、(15)は空間伝搬レーザー光である。

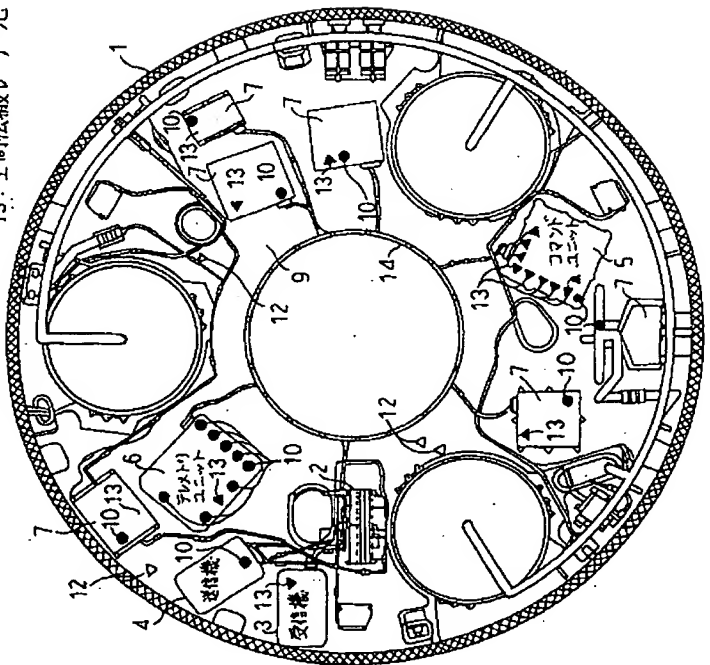
なお、図中同一あるいは相当部分には同一符号を付して示してある。

代理人 大 岩 増 雄

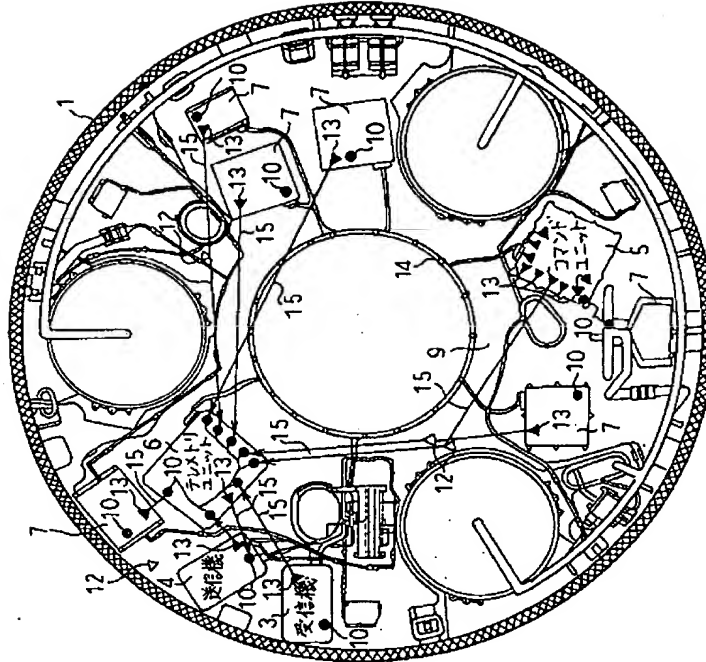
(11)



第2図

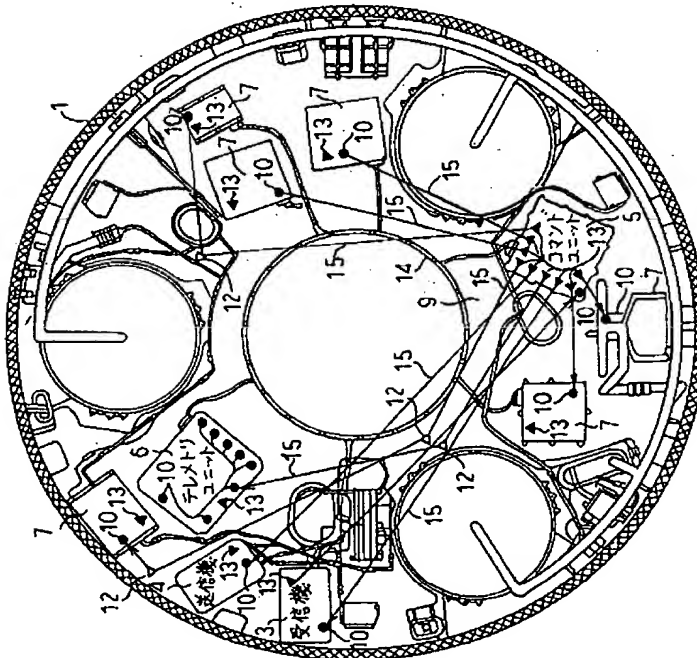


第 4 図



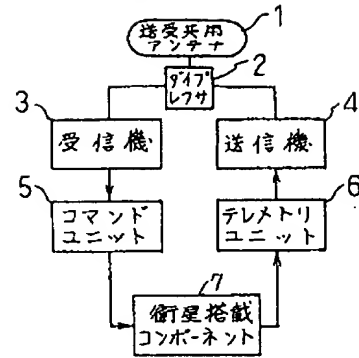
- | | |
|--------------|---------------|
| 1: 送受共用アンテナ | 9: 衛星プラットフォーム |
| 2: ダイフレッサ | 10: 光センサ |
| 3: 受信機 | 11: A/Dコンバータ |
| 4: 送信機 | 12: リフレクタ |
| 5: コマンドユニット | 13: 半導体レーザ素子 |
| 6: テレメトリユニット | 14: 電源ラインハーネス |
| 7: 搭載コンポネント | 15: レーザ光 |
| 8: ワイヤハーネス | |

第 3 図



- | | |
|--------------|---------------|
| 1: 送受共用アンテナ | 9: 衛星プラットフォーム |
| 2: ダイフレッサ | 10: 光センサ |
| 3: 受信機 | 11: A/Dコンバータ |
| 4: 送信機 | 12: リフレクタ |
| 5: コマンドユニット | 13: 半導体レーザ素子 |
| 6: テレメトリユニット | 14: 電源ラインハーネス |
| 7: 搭載コンポネント | 15: レーザ光 |
| 8: ワイヤハーネス | |

第 5 図



- 1: 送受共用アンテナ
- 2: ダイフ・レフサ
- 3: 受信機
- 4: 送信機
- 5: コマンドユニット
- 6: テレメトリユニット
- 7: 衛星搭載コンポーネント
- 8: ワイヤ・ハーネス
- 9: 衛星プラットフォーム

第 6 図

